次世代モビリティのための旅客機と電動化システムの将来

Future Perspectives of Electrified Airliner and Systems — Orientates the Development of Mobility —

大　依　　仁　航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センターエンジン技術部　部長　博士（工学）　秋田大学客員教授

電動化は古くて新しい社会のエネルギー利用の変化であり，航空機などのハードルの高い分野の電動化も期待されている．本稿では，グローバルな電動化への社会転換の最終章と思われていた旅客機の電動化が，モビリティとして，今取り組まれなければならない背景を航空電気工学と電動化システム工学の両面から考察・整理し，電動化システム実現のための基盤技術とそのシナリオについて述べる．

At the end of 20th century, most engineers and researchers assumed that the electrification of aircraft should be limited. Current opinions of a global society expect various evolutionary scenarios of mobility including electrified aircraft propulsion due to sustainable design for the future. However, our technology and engineering have not achieved a qualified level associated with full electric aircraft yet. This paper recommends tactics and initiatives of full electric aircraft systems and electrified propulsion for orientating the development of mobility.

1. 緒　　言

2019 年 3 月，電気学会全国大会においてシンポジウム「2050 年に向けた電力システムと情報通信とデータ科学の協奏」が開催された．同シンポジウムでは，電力システムの潮流として再生エネルギー化や分散型資源の課題解決が重要であり，次世代の情報通信システムと連携することが重要であるとの提言がなされた．電動化は古くて新しい社会のエネルギー利用の変化であり，航空機などのハードルの高い分野の電動化も期待されている[1]．これは地球上の社会活動の基盤であるエネルギー需給において，3E+S (Energy security, Economical efficiency, Environmental conservation, Safety) の維持，低炭素化，持続可能性の維持のため，省エネルギーが電動化により行われ，低炭素排出 1 次エネルギー利用が発電により行われるためである．

航空機の電動化はこの潮流のなかで，社会システムのモビリティとして，開いたエネルギー循環システムの一部としての役割と，航空機自体を一つの閉じたエネルギー循環システムと捉える二つの視点をもつ．前者は旅客機の電動推進システムであり，後者は航空機装備品システムの電動化である．さらに違う視点では，各種センサや IT を組み合わせた生活や社会活動の自動化や高機能化が新たな，かつ大規模な電動化の流れを形成するとされており，その例として空飛ぶクルマや航空機の制御システムの電動化や運航の最適化・自動化が位置付けられる．

2040 年代，50 年代とされる旅客機への電動推進システムの適用に向け，欧米機体メーカの技術開発に対する急迫感が増大している．将来機の技術開発は，従来のチューブ・アンド・ウイング機体を脱却し，ブレンデッド翼やトラス・ブレース翼の機体が検討されていた．しかし，最も近い実証機は従来機体構造を踏襲して，電動推進システムを飛行実証する方向にあり，2020 年代には電動推進システムが欧米両極で実証される可能性が高い．その中でも重点技術とされるのがメガ・ワット級電動システム（出力 1 MW）である．これはターボエレクトリックやシリーズハイブリッドシステムを採用した，小型航空機の電動推進装置の出力規模であり，大型旅客機では分散推進装置を構成する．

一方，胴体尾部に搭載すれば，境界層吸込みにより機体空気抵抗の低減が可能となり，ターボファンエンジンに搭載すれば，大型発電機や電動パラレルハイブリッドに適用できる．これらは電動化全体を包括する重点技術であり，その実証をとおして電動推進システムの標準化・基準化がグローバルに推し進められようとしている．

地球上の CO_2 排出に対する再生可能エネルギー化，ヒートポンプや電磁加熱など熱源の電動化・効率化，自動車などモビリティの電動化 (Power-to-X) の流れのなかで，航空機が取り残されているとすれば，CO_2 排出にかかるペナルティーを背負うこと (Carbon Emissions Trading) も想定しなくてはならない．環境性にとどまらず，経済性

This document is provided by JAXA.

の面も含め，これまでにない技術進歩の取込みを模索しながら，航空機も急速な電動化技術の革新を取り込まなければならない (EleX：Electric power to X on board). 少なくとも電動化は多様な技術革新の可能性があり，航空機システムにおいても従来のマラソンのようなウォータフォール型開発が，バトンリレーのようなスパイラルアップ型開発へと変革するという想定が必要である.

本稿では，グローバルな電動化への社会転換の最終章と思われていた旅客機の電動化が，モビリティとして今取り組まれなければならない背景を航空電気工学と電動化システム工学の両面から考察・整理し，電動化システム実現のための基盤技術とそのシナリオについて述べる.

2. 旅客機の電動化

社会の最終エネルギー消費を大きく，運輸・電力・熱で整理すると，運輸は効率化と EV（電気自動車）化によりエネルギー需要が減少し，電力は高効率な電動化により従来型の電力需要は減少，熱もヒートポンプ化などによりエネルギー需要は減少する. 例えば，2010 ～ 50 年代にかけて最終エネルギー消費量は，約 12×10^{18} J が約 6×10^{18} J に減少するとの報告がある[2]. 航空機が占める地球上の CO_2 エミッションにおける比率は，2000 年代に入ってから平均 2.6%程度である[3]. しかし，航空機輸送が約 2 倍となり，かつ地球上の全エネルギー消費が約半分になるような変革が起きた場合，その航空機が占める割合は大幅に増えると予想される. したがって，航空機もあらゆる技術革新を統合して，環境への影響の低減を図る必要がある.

一方で，旅客機はその経済性を維持していくことが期待されている. 毎時約 1 000 km で巡行する利便性を保ちつつ，例えばボーイング社（アメリカ）の 777-300 型機では，性能諸元上の最大搭載燃料は約 17 万 *l*，最大航続距離は約 1 万 1 000 km[4] であり，乗客数を 500 人と仮定した場合，単位乗客当たり約 32 km/*l* となる経済性をもっている.

複合材化，推進・熱効率改善，バイオ燃料などと比較して電動化は，これらの経済性を維持できないとされてきた. 電動化は効率改善と引き換えに質量増やパワーエレクトロニクスなどの発熱増を伴い，質量増が燃料消費増，発熱増が熱交換による空気抵抗の増加を招くためである.

電動化の研究開発の課題は，質量の低減と発熱の抑制にある.

3. モータ・発電機質量の低減

モータ出力は誘起電圧定数 *Ke* や巻線抵抗 *r* などの特性によって決まる. *Ke* が大きくなれば速度が要求を満足せず出力が不足し，*r* が大きくなれば損失が大きくなり，速度・トルク・出力が不足する. *Ke* が小さすぎれば，トルク定数も下がるため電流が増加し，*r* が小さすぎることは線径が大きくなることを示し，大型化していく. モータ設計はこれらを基に，最適なパラメータを探すこととなる.

モータ最大出力が最大値 P_{max} となる速度 ω_{pmax}，トルク T_{pmax} として，*Ke* や *r* を展開して整理すると，(1) 式となる.

$$P_{max} = T_{pmax}\omega_{pmax} = \frac{3\pi d^2 E_0^{\,2}}{\rho l Z} \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (1)$$

E_0：印加電圧
ρ ：電気抵抗率
d ：線　径
Z ：導体数
l ：導体長

(1) 式から高電圧化あるいは導体数・長を減らすことが，モータの大きさを変えずに出力を増やす方策であることが分かる. 例えば，E_0 をパラメータとした場合，同じモータでも E_0 を上げれば，電圧の 2 乗に比例して出力が上がる. 逆にいえば，同じ出力であれば，モータを小型化できることを示している. ただし条件があり，いずれの場合も速度が電圧あるいは導体数・長に比例して上がることを考慮しなくてはならない. 速度を上げない設計の場合，導体数 *Z* を増やすとモータが大きくなるので，線径 *d* を細くする. つまり，大きくしないためには断面積を変えられないので，d^2Z を一定にすることとなり，最大出力は Z^2 に反比例して低下する. 結局，電圧を上げても同じ回転数・大きさならば，出力は増えない結果になる. つまり，モータの小型化には高電圧化とともに高速化が必要となる.

これらの議論は，一般的な希土類永久磁石のエネルギー積を高める技術開発が，モータ出力密度を上げる方向性と矛盾しているようにみえる. 前述の議論が速度限界を制限していないためである. 一般的には，ロータの構造強度上の上限や軸受などの回転数限界の上限が存在する. 高磁束密度の磁気回路は，*Ke* を高めるため，無負荷回転速度を下げつつ，単位電流当たりのトルクが上昇する. すなわち，最大出力点が低速度高トルク側に移動するため，設計

This document is provided by JAXA.

条件に速度上限がある場合は，一般的に最大出力は高くなる．これが高エネルギー積の希土類永久磁石が高出力モータで期待されるゆえんである．

さらに永久磁石など硬磁性材料だけでなく，電磁鋼板など軟磁性材料も，今まで特殊用途あるいは小規模で使用されていた材料を航空用中大型回転機や静止機に適用する必要がある．高磁束密度を得るための Permendur（コバルト鉄合金）の量産適用や，高速回転時の鉄損を抑制するためのアモルファス金属を適用したコアの量産適用研究は，重要性が増していくものと想定される．

いずれにしても，桁違いの高出力密度化が必要な航空機の電動化では，高電圧あるいは導体数削減による高出力化，それに伴う必要トルクの発生に必要な大電流化が必須である．また，高速化に伴う空間高調波上昇による磁気回路の損失や電流増大によるジュール熱の放熱・抜熱が重要な技術課題であることは，電磁気学的な現象として明確である．

4. 電力変換器の質量の低減

シリコンカーバイド，窒化ガリウムなどのワイドバンドギャップ半導体などの次世代パワー半導体は，インバータやコンバータなどの電力変換器質量の低減に貢献することは明白である．また，各種のモジュール化や放熱技術は，革新的な質量低減に貢献すると考えられる．これらは自動車用途や一般産業用途での技術革新が期待される．しかし，IHI の研究結果において，航空機用電力変換器の質量の約半分は，ノイズ対策のフィルタが占めている．

RTCA DO-160 Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment に要求される電磁適合性 (EMC) は，アビオニクス特有の通信情報システムなどへの電磁干渉を避けるなど厳しい要求がある．また電動化システムにおいては，そのノイズパワーが各段に大きくなることでノイズ対策にとどまらない，軸受電食対策などのコモンモードの電位変動抑制が重要課題である．

さらに，モータ固定子巻線に生じる高電圧化とスイッチング周波数の上昇および低損失化のターンオン・ターンオフの高速化による電圧時間変化率 dV/dt の上昇は，絶縁被膜などの耐久性，あるいは耐サージ性の観点で高高度減圧化における劣化・損耗などのリスクを増す．従来の設計では，これらを抑制し回避するため主回路用の大型ノイズフィルタを必要とした．これら鉄と銅が主たる構造である受動部品を削減し，電力変換器のマルチレベル化やアクティブフィルタの適用など能動部品を増やしてでも対策する方が効果的となるブレークスルーが重要である．

ここで前提条件となるのは，次世代パワー半導体の信頼性であり，特に航空機適用では，太陽や銀河系から飛来する高エネルギー宇宙線起源，および地磁気などの影響を含めた大気圏内の陽子や環境中性子線などを起因とするエラーが今後の課題となってくる．環境中性子線起因の SRAM (Static Random Access Memory) のエラーは，地上のコンピュータや車載用でも発生するようになった．航空機の電動化では高高度で，より厳しい環境となるとともに，パワー半導体のシングルイベント効果にかかる対策も技術開発する必要がある．メモリ系のビット反転などの SEU (Single Event Upset) やラッチアップ SEL (Single Event Latch-up) 以外に MOSFET 系の素子の破壊 SEB (Single Event Burnout)，SEGR (Single Event Gate Rupture) の評価や対策がそれに当たる [5]．

5. 配電にかかる質量の低減

従来航空機の配電は，三相交流で供給されてきた．これは三相誘導機などを駆動する目的もあるが，三相電線を単相 3 系統として利用し，負荷をそれぞれに接続するが，電力管理において 3 系統それぞれの電力負荷バランスを平衡三相交流となるように管理し，各負荷はリターンラインを機体接地とすることで配線質量を低減する設計となっていたからである．しかし三相交流配電は，近年の複合材機体では機体接地が取れないことやインバータ負荷の増加により直流配電が有利となりつつあること，質量低減の観点でも直流配電に比べて質量が大きくなる点などで総合的に不利である．

三相交流配電と直流配電で同じ電力を供給すれば，(2) 式となる．

$$3E_{ac} \cdot I_{ac} = E_{dc} \cdot I_{dc} \quad \cdots\cdots (2)$$

E_{ac} ：三相実効値（2 乗平均平方根）相電圧

I_{ac} ：三相実効値線電流

E_{dc} ：直流電圧

I_{dc} ：直流電流

三相交流が整流された理想的な平均電圧を直流電圧とすれば，直流電圧 E_{dc} は (3) 式となり，(2) 式に代入すれば，(4) 式のように，三相交流の実効値線電流は直流電流より低いことが分かる．

$$E_{dc} = \frac{3 \cdot \sqrt{3} \cdot \sqrt{2} \cdot E_{ac}}{\pi} = 2.34 E_{ac} \quad \cdots\cdots (3)$$

This document is provided by JAXA.

$$I_{ac} = 0.78 I_{dc} \quad \cdots\cdots (4)$$

ここで，同じ距離を配線する電線の交流抵抗を r_{ac}，直流抵抗を r_{dc} として，同じ線路の損失とした場合の抵抗値を比較する．

$$3 I_{ac}^2 r_{ac} = 2 I_{dc}^2 r_{dc} \quad \cdots\cdots (5)$$

(4) 式を代入すると，(6) 式となる．

$$r_{ac} = 1.1 r_{dc} \quad \cdots\cdots (6)$$

したがって，三相交流の単線の導体質量は 10%小さくできるが，直流が往復で 2 本であるのと比較して，三相交流は 3 本必要となるため，合算すると三相交流配電は導体質量が約 35%大きくなる．今後電力が増加するうえで，質量を低減するには直流配電が望ましい．したがって，発電機の三相交流は発電機直近で直流化することが効果的であり，エンジン近傍に単巻変圧器と整流器を配置するか，直流コンバータを配置する技術が必要となる．

6. システム構成における質量の低減

生活や社会活動の自動化や高機能化，新たなかつ大規模な電動化の流れの形成は，安全性の確保が大前提であることは言うまでもない．モビリティにおいて，すべての不安要因を除去すること（例えば，交通安全のために交差点を完全になくすこと）は不可能である．つまり本質安全 (inherent safety) でシステムの安全を確保することはできない．機能的な工夫 (safety function) により極力安全を確保した設計とすることで，安全を達成する機能安全 (functional safety) に基づく．特に航空機の機能安全は，信頼性に担保された飛行の継続が前提となっている．つまり，システム安全性（システムが規定された条件の下で，人の生命，健康，財産またはその環境を危険にさらす状態に移行しない期待度合い：JIS X 0134）とシステム信頼性（機能単位が要求された機能を与えられた条件のもので，与えられた期間実行する能力：JIS X 0014）を兼ね備えたシステムが航空機には要求される．FAA（Federal Aviation Administration：アメリカ連邦航空局）は，ワークショップ資料において，旅客機における人命にかかる事故は歴史的に 10^{-7}／飛行時間であり，この数値には概算として百余りの航空機装備品システムやコンポーネントがかかわることを考慮すれば，それぞれのシステムやコンポーネントは 10^{-9} であるべきだと記している [6]．しかし，航空機システムはこれらの信頼性の数値による安全だけではなく，単一故障による破局的な事故 (catastrophic accident) を許容しない設計様式で安全を確保している．単一故障による破局的な事故は許容しない，つまり運航継続に対し，設計様式として冗長構成を要求する理由として前述の講演 [1] において，以下の見解が示されている．

・10^{-9}／飛行時間は，試験で確認できない．

・10^{-9}／飛行時間の実経験をもち得ない．

・正しくないアセスメントの結果が破局をもたらす．

この要求に基づき，飛行制御系統や電源系統は，多重系による冗長設計が構成されている．推進装置や制御装置が機能し続ける，換言すれば，止まらないことが飛行する条件であり，そのためにしゅう動部の固着対策やパワーエレクトロニクスなどの故障時のトルク喪失回避の緻密な制御が議論されるとともに，これらにエネルギーを供給する電力系統の耐故障設計が重要となる．緻密な制御の実現方法について，筆者らはすでに報告 [7] しているが，後者についてはまだ十分に議論されたとはいえない．今後，大型の電動機や発電機の搭載が電動推進などで検討されるが，そもそも前章で議論したとおり，質量出力密度を大幅に向上することが第 1 の課題であるところ，冗長構成を増やすことは，航空機電動化のさらなる重荷となる．1980 年代から欧米ではすでに航空機の姿勢制御の電動化が議論されていた．現在電動化技術は，出力密度の点で油圧アクチュエータを置き換えできるレベルに達しているが，30 年を超えても主たる姿勢制御装置に電動アクチュエータを適用した旅客機はない．今後期待される電動推進が主推力を担う航空機では，姿勢制御装置より大電力となり，より厳しい条件が課せられる．

本来，電動化は高精度・高応答・分散の三つの特長をもっている．この特長を活かした多重分散化が電動化のキーテクノロジーの一つだと考えられる．

姿勢制御装置および推進装置は，安全上重要なシステムであり，冗長構成による高信頼化設計を行ったうえで故障発生時からリカバリ完了までの故障遷移時間 (fail over time) にも飛行に支障を与えてはいけない．究極的には故障遷移時間を極小とする必要がある．そのためには多重系で主系副系のうち副系がスタンバイ状態で，主系故障時に副系に切り替える待機冗長構成（アクティブ／スタンバイ）ではなく，多重系が常に動作しながら，ある系統が故障した場合には，即座に正常な系統がシステムを補完する協調冗長構成（アクティブ／アクティブ）が必要である．しかし，制御力が干渉するため協調冗長は待機冗長と比較して故障判断は極めて難しい．その実現にはデータ科学と情報通信技術に基づく，高速かつ高度な自己診断とシ

This document is provided by JAXA.

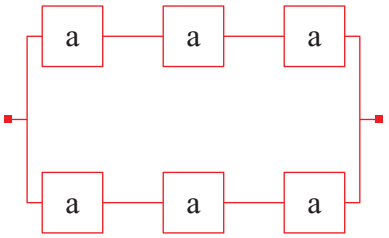
ステムからの自己離脱が重要な技術となる．また，スタンバイ時間があるため，協調冗長系の平均故障時間 (MTTF) は待機冗長系よりも短くなる．これはライフサイクルを考えた場合に質量増となる可能性がある．しかし協調冗長では，速度加算するように互いが協調する場合は摺動サイクルが低減すること，力加算するように互いが協調する場合は応力が低減すること，あるいは電動システムでは電流が低減し熱負荷が低減することを考慮した設計などにより，システムとして質量増を抑制あるいは質量低減に寄与した設計が必要である．

前述で議論した多重システムにおける一般的な高信頼システムは系並列冗長で構成される．**第 1 図**に系並列冗長カイロの信頼度ブロックを示す．ここで a は単位機能当たりの信頼度を示す．

系並列冗長システムでは，1 か所の故障で接続する系はすべて機能を喪失する．

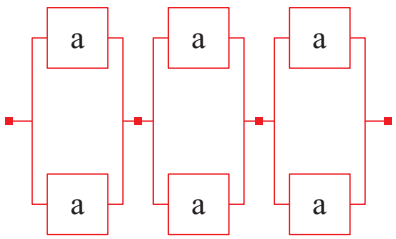
第 2 図に電力におけるクロスフィードラインを構成する回路を形成し，要素同士が補完関係となることで要素並列冗長の構成を示す．

要素冗長により，大幅な信頼度の向上が見込まれる．これらは各機能に複数の要素が補完関係を保ちながら，**第 1 図**および**第 2 図**の例では，六つの要素で三つの機能品を構成し機能している．さらなる改善として，例えば，応急運転のように三つの機能品で機能するが，応急として残りの二つで機能できる設計の場合，これらを大幅に改善することが可能となる．**第 3 図**に冗長構成による信頼度の比較を示す．これらの統合的な技術開発が，電動化システム全体を実用できる技術となることが期待される．



（注） a：単位機能当たりの信頼度

第 1 図　系並列冗長回路の信頼度ブロック
Fig. 1　Reliability block diagram of redundancy at system level



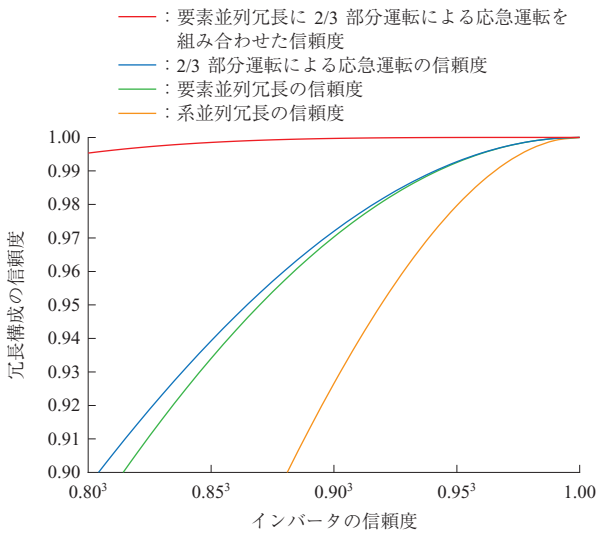
（注） a：単位機能当たりの信頼度

第 2 図　要素並列冗長回路の信頼度ブロック
Fig. 2　Reliability block diagram of redundancy at component level

7.　排熱における質量と空気抵抗の低減

排熱においては，熱交換器の高性能化・軽量化が重要な課題である．電動化の効率改善により，本来の発熱量を抑制した効率良いシステムであっても，大電力化に伴い発熱量の絶対値は大幅に増加するため，排熱のための熱交換器は必須である．

そもそも旅客機は高高度の低い温度の大気中を飛ぶのだから，機体構造を排熱に使用するのは容易ではないか，との指摘があるが，この利点はシステムエンジニアリングとしては使いづらい．例えば，機体表面を排熱用ヒートシンクとした場合には，広い機体表面に熱を輸送する冷媒を循環させるシステムが必要で，配管および艤装質量で大きなペナルティーが生じる．また，機体表面で高効率な熱交換を得ようとしても，機体表面は摩擦空気抵抗を低減するために流体が交じり合わない層流としたい．一方で熱伝達では，流体が交じり合う乱流熱伝達が層流熱伝達より遥かに伝達効率が高い．すなわち相反する機能が要求されるため，エンジニアリングは大変難しい．さらに，高空では低温雰囲気であるが，砂漠などの高温地帯の搭乗準備中を想定すると太陽からの輻射と高い気温で機体は高温となる．したがって，別の冷却機能が必要となる．このように機体構造を排熱に使うことは，現時点で容易ではなく，まだ研究段階である．



第 3 図　冗長構成による信頼度の比較
Fig. 3　A comparison of reliability based on redundant structures

This document is provided by JAXA.

また，機体内に空気を取り込んで熱交換器を使う場合でも，高空での大気への熱交換は容易ではない．温度は，排熱対象が 90℃で地上気温が 20℃，上空が –50℃とすれば，温度差は 2 倍となるが，例えば巡行高度 12 000 m ≒ 39 000 ft とすると，気圧は 200 hPa となる．言い換えると，地上 1 013.2 hPa，0 ft と比べ，気圧は 1/5 となり，同じ質量流量を確保するためには，密度が低い分を補う体積流量が必要となり，大量の空気を流す大型の熱交換器となる．あるいは圧縮して密度を上げる場合には，推進力により機体と相対的に運動している流体から受ける進行方向に逆向きの圧力（ラム圧）を使っても，圧縮機を使ってもエネルギーが必要となる．

さらに高高度の大気は，地上の大気に比較すると熱を得ていることを考慮する必要がある．大気の気温の下がり方は，熱力学第 1 法則によれば –9.8℃ /1 000 m（乾燥断熱減率）となる．しかし実際の大気は水蒸気を含んでいるため，高度上昇による温度の低下によって，大気中の粒子に凝結が起こり，水蒸気は潜熱を発生する．そのため気温の下がり方は小さい．国際民間航空機関 (ICAO) が定めた国際標準大気において，高度約 11 km 以上は –56.5℃となる（ft を m，華氏 (℉) を摂氏（℃）で換算標記）．気温の下がり方は，–6.49℃ /1 000 m に相当する．この高高度の大気を圧縮して地上と同じ圧力にすると，地上よりも気温が大幅に高いことを意味している．このように高高度での大気への排熱は難しく，熱制御システムが大変重要となる．

熱交換器の高性能化には，フィンを用いた伝熱面積の増加とともに，フィンの断続化による高熱伝達率な前縁部の利用などによる伝熱促進が行われている．いずれにしても，機体内の排熱には機体外部から空気を取り込み，熱交換器を通して熱を捨てるしか方法がなかった．その結果，熱交換器は空気抵抗となるため，排熱の増加は熱交換にかかる交換器質量および熱輸送にかかる配管・冷媒などの質量と，熱交換器の大型化による空気抵抗の増加を伴っていた．

この傾向は今後も続くと想定されるため，筆者らの研究では空気取込みをなくすシステム提案を検討してきた[7]．例えば，エンジン燃料ポンプの電動化による，吐出流量の最適化により余剰燃料のバイパス循環を抑制し，燃料温度を低減することで，燃料のヒートシンクとしての能力が上げられる．IHI の研究において条件によっては，従来方式で 70℃の温度上昇が電動化により 7℃以下に抑制され，温度上昇を約 1/10 に抑制できる可能性が示されている．低温化して拡大したヒートシンクとしての燃料を，従来は外部空気を取り込んで排熱していた与圧空調システムの排熱に利用する．その結果，機体外部の空気取込みをなくすことも定量的に可能であり，実現できれば機体の空気抵抗の低減効果が期待される．

また，空調・与圧された客室内空気は，従来そのまま機外に排出されていた．アメリカ連邦航空規則 (FAR) Part 25 に “minimal design outside-air flow rate of 0.25 kg/min (0.55 lb/min) per cabin occupant” “provide a cabin pressure altitude of not more than 8 000 ft” とあり，1 気圧，摂氏 0℃, 1.293 g/*l* として，搭乗人数 200 人のときに 0.8 気圧（6 000 ft 相当）に与圧するならば，毎分約 48 000 *l* の空気が供給され，同時に空調された客室内の大量の空気が機外に排出される．この排出空気をパワーエレクトロニクス機器の空冷に利用することで，機器冷却用の液冷システムの削除とともに，その排熱に必要であった熱交換器をなくすことにより，空気抵抗の削減効果が期待されている．さらに電動化機体は，排出空気をタービン発電機でエネルギー回収することも可能となる．

8. 工学的考察の整理

航空機の電動化は，航空電子工学（アビオニクス）を拡張した航空電気工学の領域として，以下が挙げられる．

・電気材料学（耐サージ，耐コロナ，高温絶縁材料）
・磁気工学（空間高周波，軟・硬磁性体）
・電気機器学 (EMI/EMC)
・高電圧工学（絶縁破壊，放電現象）
・大電流工学（直流遮断，アーク）
・半導体工学（耐放射線）

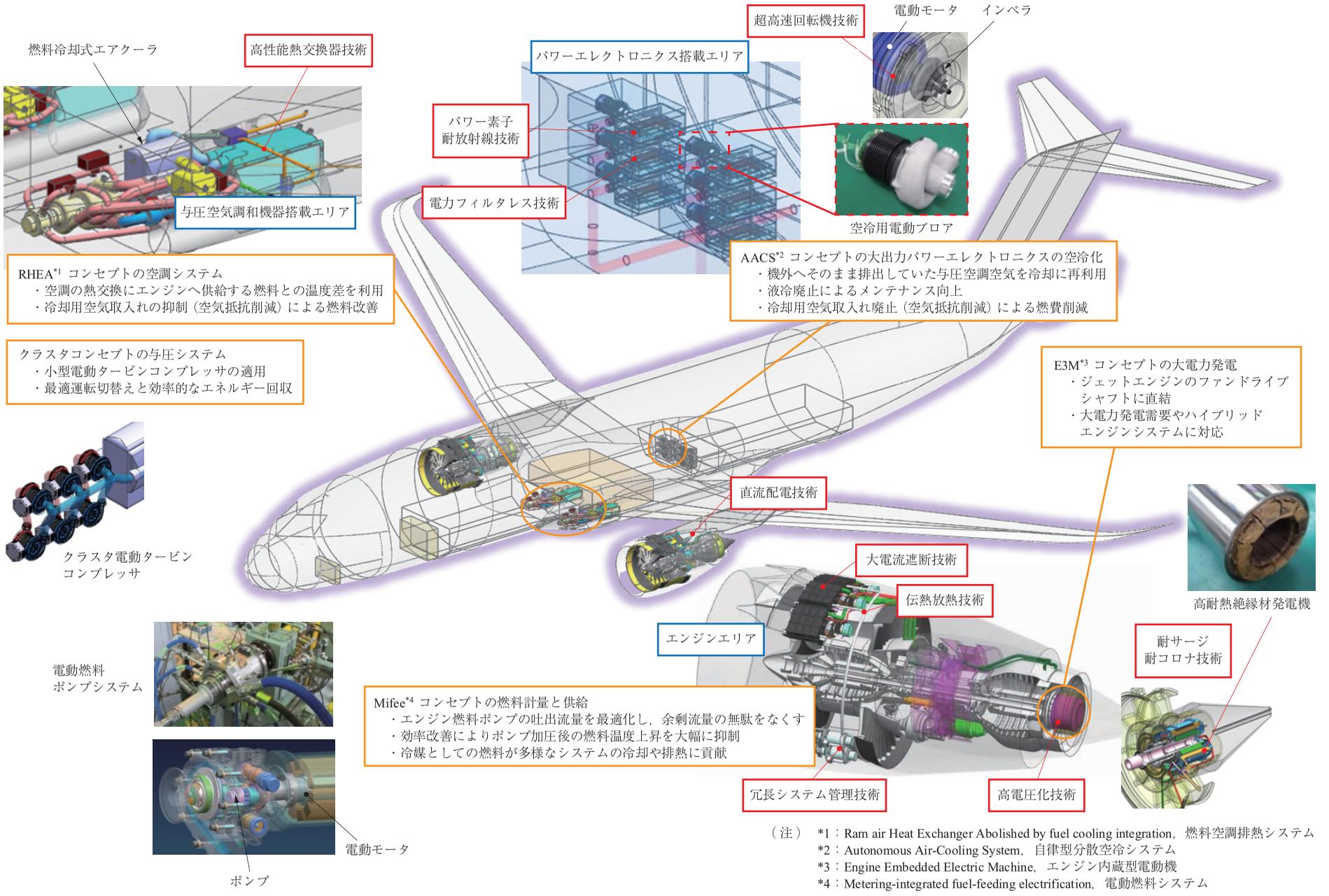
さらに電動化システム工学として，以下との連携が重要になる．

・エネルギー変換工学
・リスク分析工学（定量的リスク評価）
・熱制御システム工学（熱伝導，熱伝達）
・メカトロニクス（機械要素，ダイナミクス，トライボロジー）
・計測科学（計測工学，情報通信，データ科学）

これらを電動機器，アプリケーション，そしてシステムへと拡張しながら，航空機搭載の姿を描いていくことが重要である．

第 4 図に航空機・エンジン電動化システム研究の将来

This document is provided by JAXA.



（注） *1：Ram air Heat Exchanger Abolished by fuel cooling integration，燃料空調排熱システム
*2：Autonomous Air-Cooling System，自律型分散空冷システム
*3：Engine Embedded Electric Machine，エンジン内蔵型電動機
*4：Metering-integrated fuel-feeding electrification，電動燃料システム

第 4 図　航空機・エンジン電動化システム研究の将来構想図
Fig. 4　A concept overview of more electric architecture for aircraft and propulsion

This document is provided by JAXA.

構想を示す．システムがさらに連携しながら，電動化が単なる電動化にとどまらない効果を得ることが可能となる．

9. 結　　言

本稿では，電動化システム実現のための基盤技術とそのシナリオについて述べた．一般的に議論される電動機器の軽量化にとどまらず，安全性・信頼性と軽量化，熱と軽量化についても取り上げた．航空機の電動化は，特に安全性，信頼性，熱の課題が軽量化やライフサイクルコストに大きく影響する点で特徴付けられる．これらを部品レベルから広くシステムインテグレーションまでを俯瞰しながら，技術開発を進める必要がある．2020 ～ 30 年代において航空機の電動化は大きな変革期を迎える．電動化は航空機システムの電動化の促進から，大型化へとステップアップしていく現実的なシナリオに，今まで実現できなかった統合したシステム実証などが課題となっていく．あるいは，想定以上の技術のブレークスルーが起きた場合には，即座に推進系の電動化が前倒しされる可能性も否定できない．引き続き，オープンイノベーションを中心とした技術革新に注力する必要がある．航空機においても「2050 年に向けた電力システムと情報通信とデータ科学の協奏」が重要な課題となっていくであろう．

── 謝　辞 ──

この成果の一部は，国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託業務の結果，得られたものです．関係各位のご厚誼に対して，ここに記し深く感謝の意を表します．

参 考 文 献

(1) 萩本和彦：電力システム・再エネインテグレーションの将来，平成 31 年電気学会全国大会講演論文集，H4-3

(2) 低炭素化に向けた電力システムの方向性と課題：岡本　浩，https://www.env.go.jp/press/y0618-18/mat01.pdf，（ 参照 2018. 05. 22 ）

(3) コックピット日記：日本航空，https://www.jal.co.jp/entertainment/cockpit/captain37.html，（ 参照 2018. 03. 19 ）

(4) Aircraft Electrical Propulsion – Onwards and Upwards : Think-act, Roland Berger LTD., https://www.rolandberger.com/publications/publication_pdf/roland_berger_aircraft_electrical_propulsion_2.pdf，（ 参照 2018. 03. 19 ）

(5) Single Event Effects Mitigation Techniques Report : FAA, DOT/FAA/TC-15/62, 2016. 02

(6) A. Azevedo : FAA Aviation Safety Tolerable Risk Principles, Workshop on Tolerable Risk Estimation, 2008. 03

(7) 大依　仁，桑田　巌，森岡典子：航空機・エンジン電動化システムの技術開発，IHI 技報，Vol. 57, No. 4，2017 年 12 月，pp. 37 － 46

This document is provided by JAXA.